



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116039938 A

(43) 申请公布日 2023. 05. 02

(21) 申请号 202211356154.5

(22) 申请日 2022.11.01

(71) 申请人 北京新风航天装备有限公司

地址 100854 北京市海淀区永定路52号

(72) 发明人 冯振华 张伟贵 禄亚锋 樊全水

陈曦 邓明哲 李瑞

(74) 专利代理机构 北京万象新悦知识产权代理有限公司 11360

专利代理师 张东雁

(51) Int. Cl.

B64F 1/04 (2006.01)

B64D 27/02 (2006.01)

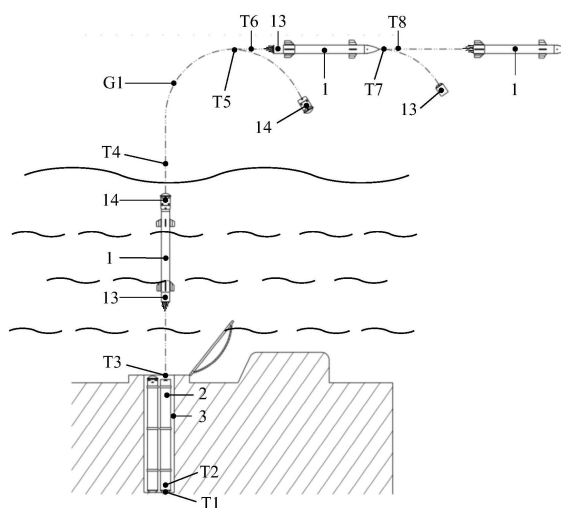
权利要求书2页 说明书10页 附图2页

(54) 发明名称

一种飞行器发射及快速转弯方法

(57) 摘要

一种飞行器发射及快速转弯方法,在制导飞行器(1)的尾部用爆炸螺钉密封连接有助推发动机装置(13),其特征在于,包括下列步骤,步骤一、在制导飞行器(1)前端安装一个转弯姿控装置(14),其中制导飞行器(1)的端头插入转弯姿控装置(14)的内部空间,使转弯姿控装置(14)的环形下端部与制导飞行器(1)的上部外壁用爆炸螺钉密封安装在一起;本发明适用于多种制导飞行器,能够满足大部分现代化路基、水面舰艇、水下潜艇等不同载具垂直或倾斜多种方式下发射制导飞行器,并实现制导飞行器的快速转弯。



1. 一种制导飞行器发射及快速转弯方法,在制导飞行器(1)的尾部用爆炸螺钉密封连接有助推发动机装置(13),其特征在于,包括下列步骤,

步骤一、在制导飞行器(1)前端安装一个转弯姿控装置(14),其中制导飞行器(1)的端头插入转弯姿控装置(14)的内部空间,使转弯姿控装置(14)的环形下端部与制导飞行器(1)的上部外壁用爆炸螺钉密封安装在一起;其中,转弯姿控装置(14)内至少包括一对分离发动机(23),分离发动机(23)的喷气口安装在转弯姿控装置(14)内壁上,并能够向制导飞行器(1)运动方向的正后方喷气;

具体发射过程:

步骤二、将端头安装有转弯姿控装置(14)的制导飞行器(1)安装在发射装置(3)中的运输发射筒(2)内;发射时:运输发射筒(2)底部的火药蓄压器(12)开始工作,火药蓄压器(12)在运输发射筒(2)底部空间产生高压燃气,高压燃气作用到制导飞行器(1)底部,制导飞行器(1)开始在运输发射筒(2)内运动;

步骤三、当制导飞行器(1)在运输发射筒(2)内运动后,根据不同发射方式,制导飞行器(1)的控制系统决定开启助推发动机装置(13)小推力模式的时机;

步骤四、当制导飞行器(1)到达设定高度时,根据不同发射方式,制导飞行器(1)的控制系统决定启动或不启动转弯姿控装置(14)的转弯功能;根据飞行任务规定的方向,转弯姿控装置(14)进行姿态控制的动作,直至完成快速大角转弯,或转弯姿控装置(14)保持不动作;

步骤五、当制导飞行器(1)调整到飞行任务规定的方向后,转弯姿控装置(14)中的分离发动机(23)被启动,分离发动机(23)沿制导飞行器(1)运动方向输出冲量,使转弯姿控装置(14)与制导飞行器(1)分离,并向前、向下抛射到其后续飞行弹道;

步骤六、转弯姿控装置(14)脱离后,立即开启助推发动机装置(13)大推力模式,制导飞行器(1)急剧加速,沿程序弹道继续飞行;制导飞行器(1)加速到能够启动冲压发动机的速度后,制导飞行器(1)与助推发动机装置(13)连接的爆炸螺栓起爆,助推发动机装置(13)被抛掉,然后启动冲压发动机,推动制导飞行器沿预定轨道完成巡航飞行。

2. 根据权利要求1所述的一种制导飞行器发射及快速转弯方法,其特征在于,当制导飞行器(1)从水下潜艇垂直发射时,步骤二所述的制导飞行器(1)开始在发射筒内运动前,先打开发射舱舱盖;

步骤三所述的当制导飞行器(1)尾部通过发射筒口后,开启助推发动机装置(13)小推力模式工作;同时,制导飞行器(1)迅速打开空气舵和弹翼,再进入步骤四;

步骤四所述的当制导飞行器(1)到达设定高度时,所述的设定高度在水面之上。

3. 根据权利要求1所述的一种制导飞行器发射及快速转弯方法,其特征在于,当制导飞行器(1)在水面舰艇小水平角即 $10^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 发射时,步骤三中当制导飞行器(1)在运输发射筒(2)内运动后,立即开启助推发动机装置(13)小推力模式工作;步骤四所述的转弯姿控装置(14)的转弯功能不启动,直接进入步骤五;步骤五所述的当制导飞行器(1)调整到飞行任务规定的方向后,调整到飞行任务规定的方向是通过舰艇连同刚性连接到其上的筒弹实施目标航向转弯,或者装有筒弹的旋转式发射装置向目标转弯;步骤五所述的转弯姿控装置(14)中的分离发动机(23)被启动时机是在制导飞行器在发射筒内运动过程中;步骤六所述的开启助推发动机装置(13)大推力模式后,制导飞行器同步打开空气舵和弹翼,以保障制

导飞行器在后续弹道上稳定运动。

4. 根据权利要求1所述的一种制导飞行器发射及快速转弯方法, 其特征在于, 当制导飞行器(1)在陆地或水面垂直发射时, 步骤三中当制导飞行器(1)在运输发射筒(2)内运动后, 立即开启助推发动机装置(13)小推力模式工作; 步骤四所述的转弯姿控装置(14)进行姿态控制的动作, 直至完成快速大角转弯后, 制导飞行器(1)才打开空气舵和弹翼打开, 以保障制导飞行器(1)在快速大角度转弯过程中受到较小的气动阻力。

5. 根据权利要求1所述的一种制导飞行器发射及快速转弯方法, 其特征在于, 当制导飞行器(1)在水面舰艇较大水平角, 即 $30^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 发射时, 步骤三中当制导飞行器(1)在运输发射筒(2)内运动后, 立即开启助推发动机装置(13)小推力模式工作; 步骤四所述的当转弯姿控装置(14)进行姿态控制的动作, 直至完成快速大角转弯后, 制导飞行器(1)才打开空气舵和弹翼打开, 以保障制导飞行器(1)在快速大角度转弯过程中受到较小的气动阻力。

6. 根据权利要求1所述的一种制导飞行器发射及快速转弯方法, 其特征在于, 所述的转弯姿控装置(14)还包括偏航控制发动机20、俯仰控制发动机(21)和滚转控制发动机(22)。

7. 根据权利要求1所述的一种制导飞行器发射及快速转弯方法, 其特征在于, 所述的助推发动机装置(13)包括小推力固体发动机(16)和大推力固体发动机(17)。

一种飞行器发射及快速转弯方法

技术领域

[0001] 本发明是一种飞行器发射及快速转弯方法,涉及飞行器工程领域,具体涉及一种制导动力推进制导飞行器发射方法以及起飞后空中自主完成全方位快速转弯方法,广泛适用于不同发射方式的反舰巡航制导飞行器及防空制导飞行器等。

背景技术

[0002] 制导飞行器发射方式是指由制导飞行器的发射基点、发射动力、发射姿态和发射装置所综合组成的发射方案。由于制导飞行器的作战使命、结构和外形、质量和制导方法不同,制导飞行器发射方式及装置的类型也就不同。按发射姿态可分为倾斜发射、垂直发射、水平发射等。

[0003] 对于现代化反舰巡航制导飞行器和防空制导飞行器来说,能够广泛适应不同发射方式至关重要。为使制导飞行器适应不同运载工具,方便操作和防止外部不良因素影响,普遍使用各种结构的运输发射筒,种类繁多,量产成本高昂,不同发射装置在技术阵地和载具上的使用难度大。

[0004] 针对中低空防御、近海及海面防御或进攻,现代反舰巡航制导飞行器和防空制导飞行器的另一个关键技术是其向目标方向全方位快速转弯,要求制导飞行器在最短时间内以最小转弯半径完成转弯,迅速进入射程区间,以便扩大最小射程和最大射程的区间,这决定了制导飞行器需要具备快速反应时间、执行时间以及最小射程等重要能力。目前国内外制导飞行器垂直发射转弯方式主要有推力矢量控制方式和直接侧向力控制方式,直接侧向力又分为燃气发生器方式和姿控脉冲发动机方式。燃气发生器方式存在结构复杂、舵面工作环境恶劣、舵设计复杂度高、推力损失大、成本高等问题。基于姿控脉冲发动机的控制方式,不依赖舵面独立工作,是比较有前途的一种方案。

发明内容

[0005] 本发明的目的是提供一种制导飞行器发射及快速转弯方法,本发明是一种完全通用化制导飞行器发射及转弯方法,能够满足大部分现代化路基、水面舰艇、水下潜艇等不同载具垂直或倾斜多种方式下发射制导飞行器的工况。

[0006] 一种制导飞行器发射及快速转弯方法,在制导飞行器1的尾部用爆炸螺钉密封连接有助推发动机装置13,其特征在于,包括下列步骤,

[0007] 步骤一、在制导飞行器1前端安装一个转弯姿控装置14,其中制导飞行器1的端头插入转弯姿控装置14的内部空间,使转弯姿控装置14的环形下端部与制导飞行器1的上部外壁用爆炸螺钉密封安装在一起;其中,转弯姿控装置14内至少包括一对分离发动机23,分离发动机23的喷气口安装在转弯姿控装置14内壁上,并能够向制导飞行器1运动方向的正后方喷气;

[0008] 具体发射过程:

[0009] 步骤二、将端头安装有转弯姿控装置14的制导飞行器1安装在发射装置3中的运输

发射筒2内;发射时:运输发射筒2底部的火药蓄压器12开始工作,火药蓄压器12在运输发射筒2底部空间产生高压燃气,高压燃气作用到制导飞行器1底部,制导飞行器1开始在运输发射筒2内运动;

[0010] 步骤三、当制导飞行器1在运输发射筒2内运动后,根据不同发射方式,制导飞行器1的控制系统决定开启助推发动机装置13小推力模式的时机;

[0011] 步骤四、当制导飞行器1到达设定高度时,根据不同发射方式,制导飞行器1的控制系统决定启动或不启动转弯姿控装置14的转弯功能;根据飞行任务规定的方向,转弯姿控装置14进行姿态控制的动作,直至完成快速大角转弯,或转弯姿控装置14保持不动作;

[0012] 步骤五、当制导飞行器1调整到飞行任务规定的方向后,转弯姿控装置14中的分离发动机23被启动,分离发动机23沿制导飞行器1运动方向输出冲量,使转弯姿控装置14与制导飞行器1分离,并向前、向下抛射到其后续飞行弹道;

[0013] 步骤六、转弯姿控装置14脱离后,立即开启助推发动机装置13大推力模式,制导飞行器1急剧加速,沿程序弹道继续飞行;制导飞行器1加速到能够启动冲压发动机的速度后,制导飞行器1与助推发动机装置13连接的爆炸螺栓起爆,助推发动机装置13被抛掉,然后启动冲压发动机,推动制导飞行器沿预定轨道完成巡航飞行。

[0014] 当制导飞行器1从水下潜艇垂直发射时,步骤二所述的制导飞行器1开始在发射筒内运动前,先打开发射舱舱盖;步骤三所述的当制导飞行器1尾部通过发射筒口后,开启助推发动机装置13小推力模式工作;同时,制导飞行器1迅速打开空气舵和弹翼,再进入步骤四;步骤四所述的当制导飞行器1到达设定高度时,所述的设定高度在水面之上。

[0015] 当制导飞行器1在水面舰艇小水平角即 $10^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 发射时,步骤三中当制导飞行器1在运输发射筒2内运动后,立即开启助推发动机装置13小推力模式工作;步骤四所述的转弯姿控装置14的转弯功能不启动,直接进入步骤五;步骤五所述的当制导飞行器1调整到飞行任务规定的方向后,调整到飞行任务规定的方向是通过舰艇连同刚性连接到其上的筒弹实施目标航向转弯,或者装有筒弹的旋转式发射装置向目标转弯;步骤五所述的转弯姿控装置14中的分离发动机23被启动时机是在制导飞行器在发射筒内运动过程中;步骤六所述的开启助推发动机装置13大推力模式后,制导飞行器同步打开空气舵和弹翼,以保障制导飞行器在后续弹道上稳定运动。

[0016] 当制导飞行器1在陆地或水面垂直发射时,步骤三中当制导飞行器1在运输发射筒2内运动后,立即开启助推发动机装置13小推力模式工作;步骤四所述的转弯姿控装置14进行姿态控制的动作,直至完成快速大角转弯后,制导飞行器1才打开空气舵和弹翼打开,以保障制导飞行器1在快速大角度转弯过程中受到较小的气动阻力。

[0017] 当制导飞行器1在水面舰艇较大水平角,即 $30^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 发射时,步骤三中当制导飞行器1在运输发射筒2内运动后,立即开启助推发动机装置13小推力模式工作;步骤四所述的当转弯姿控装置14进行姿态控制的动作,直至完成快速大角转弯后,制导飞行器1才打开空气舵和弹翼打开,以保障制导飞行器1在快速大角度转弯过程中受到较小的气动阻力。

[0018] 所述的转弯姿控装置14还包括偏航控制发动机20、俯仰控制发动机21和滚转控制发动机22。

[0019] 所述的助推发动机装置13包括小推力固体发动机16和大推力固体发动机17。

[0020] 本发明有益效果:

[0021] 1、本发明中的转弯姿控装置能够实现制导飞行器发射后向目标方向全方位大角度快速转弯；

[0022] 2、本发明中的转弯姿控装置能够保护制导飞行器头部的冲压发动机进气道(冲压发动机进气道从制导飞行器头部环形间隙吸入空气,进行燃烧,提供推进动力);对于不使用第一条功能的情况,制导飞行器发射后,转弯姿控装置快速自主分离,减轻整个制导飞行器重量;

[0023] 3.本发明适用于多种制导飞行器,能够满足大部分现代化路基、水面舰艇、水下潜艇等不同载具垂直或倾斜多种方式下发射制导飞行器,并实现制导飞行器的快速转弯。

[0024] 4.本发明中的转弯姿控装置和助推发动机装置是两个独立的装置,与制导飞行器均实现外置安装,极大降低制导飞行器设计接口复杂性,结构简单、安装方便、适应性广,大大减少了成本和装配时间。

[0025] 5.本发明中转弯姿控装置完成制导飞行器快速转弯后,从制导飞行器头部自主可控分离,保障了发射平台的安全性,并且抛掉消极重量减小了整个制导飞行器的重量和体积,制导飞行器空中加速段助推发动机装置(或主发动机)点火后加速性能大大增强,助推发动机装置可根据制导飞行器自身特点选装,完成助推加速作用后,在制导飞行器飞行过程中可从制导飞行器尾部分离,不会对发射平台造成安全性影响,进一步减小制导飞行器的重量和体积,综合提升了制导飞行器机动性能和射程,进而提高了制导飞行器打击或防御能力。

[0026] 6.本发明为制导飞行器发射出筒上升段滚转-俯仰-偏航控制、以及分离控制提供一套完整思路,完全可替代燃气发生器+空气舵控制方式,有效改善空气舵恶劣工作环境,并且去掉燃气发生器及其附件后,空气舵设计复杂度降低(比如去掉舵内部流道,舵根厚度减薄等),同时避免了燃气发生器+空气舵方式推力损失大的问题;并且根据不同制导飞行器特点,选择性地安装姿控装置中的功能模块,以实现特定功能(比如只选择安装分离用的脉冲发动机),进一步降低成本。

[0027] 7.本发明根据不同的发射方式及不同类型的制导飞行器,同样一套发射及转弯系统,选装系统中组成部分或只改变系统中组成部分的工作程序 and 操作方法,就可实现不同类型制导飞行器的特定功能(效果),大大降低了量产成本,系统在技术阵地和载具上的使用难度也随之降低。

附图说明

[0028] 图1、本发明水下垂直发射过程示意图;

[0029] 图2、本发明水面小水平角($10^{\circ} \sim 30^{\circ}$)发射过程示意图;

[0030] 图3、本发明陆地垂直发射过程示意图;

[0031] 图4、本发明制导飞行器1配置在运输发射筒2内的结构组成示意图;

[0032] (a)为本发明中安装了转弯姿控装置14和助推发动机装置的发明制导飞行器1整体结构示意图;

[0033] (b)为图4之(a)中II处放大图;

[0034] (c)为图4之(a)中I处放大图;

[0035] (d)为图4之(c)中的A-A剖视图。

[0036] 其中,1为制导飞行器,2为运输发射筒,3为发射装置,12为火药蓄压器,13为助推发动机装置,14为转弯姿控装置,18为可分离电插座,19为壳体,20为偏航控制发动机,21为俯仰控制发动机,22为滚转控制发动机,23为分离发动机。15为水面舰艇发射装置,16为小推力固体发动机,17为大推力固体发动机。

[0037] T1:火药蓄压器12工作,在运输发射筒2底部空间产生高压燃气时刻;T2:制导飞行器1开始在发射筒内运动时刻;T3:助推发动机装置13小推力模式开启时刻;T4:转弯姿控装置14启动时刻;T5:分离发动机启动时刻;T6:助推发动机13大推力模式开启时刻;T7:助推发动机爆炸螺栓起爆时刻;T8:冲压发动机启动时刻;

具体实施方式

[0038] 一种飞行器发射及快速大角度转弯方法,在制导飞行器1的尾部用爆炸螺钉密封连接有助推发动机装置13,其特征在于,包括下列步骤,

[0039] 步骤一、在制导飞行器1前端安装一个转弯姿控装置14,其中制导飞行器1的端头插入转弯姿控装置14的内部空间,使转弯姿控装置14的环形下端部与制导飞行器1的上部外壁用爆炸螺钉密封安装在一起;其中,转弯姿控装置14内至少包括一对分离发动机23,分离发动机23的喷气口安装在转弯姿控装置14内壁上,并能够向制导飞行器1运动方向的正后方喷气;

[0040] 具体发射过程:

[0041] 步骤二、将端头安装有转弯姿控装置14的制导飞行器1安装在发射装置3中的运输发射筒2内;发射时:运输发射筒2底部的火药蓄压器12开始工作,火药蓄压器12在运输发射筒2底部空间产生高压燃气,高压燃气作用到制导飞行器1底部,制导飞行器1开始在运输发射筒2内运动;

[0042] 步骤三、当制导飞行器1在运输发射筒2内运动后,根据不同发射方式,制导飞行器1的控制系统决定开启助推发动机装置13小推力模式的时机;

[0043] 步骤四、当制导飞行器1到达设定高度时,根据不同发射方式,制导飞行器1的控制系统决定启动或不启动转弯姿控装置14的转弯功能;根据飞行任务规定的方向,转弯姿控装置14进行姿态控制的动作,直至完成快速大角转弯,或转弯姿控装置14保持不动作;

[0044] 步骤五、当制导飞行器1调整到飞行任务规定的方向后,转弯姿控装置14中的分离发动机23被启动,分离发动机23沿制导飞行器1运动方向输出冲量,使转弯姿控装置14与制导飞行器1分离,并向前、向下抛射到其后续飞行弹道;

[0045] 步骤六、转弯姿控装置14脱离后,立即开启助推发动机装置13大推力模式,制导飞行器1急剧加速,沿程序弹道继续飞行;制导飞行器1加速到能够启动冲压发动机的速度后,制导飞行器1与助推发动机装置13连接的爆炸螺栓起爆,助推发动机装置13被抛掉,然后启动冲压发动机,推动制导飞行器沿预定轨道完成巡航飞行。

[0046] 当制导飞行器1从水下潜艇垂直发射时,步骤二所述的制导飞行器1开始在发射筒内运动前,先打开发射舱舱盖;步骤三所述的当制导飞行器1尾部通过发射筒口后,开启助推发动机装置13小推力模式工作;同时,制导飞行器1迅速打开空气舵和弹翼,再进入步骤四;步骤四所述的当制导飞行器1到达设定高度时,所述的设定高度在水面之上。

[0047] 当制导飞行器1在水面舰艇小水平角即 $10^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 发射时,步骤三中当制导飞行器1

在运输发射筒2内运动后,立即开启助推发动机装置13小推力模式工作;步骤四所述的转弯姿控装置14的转弯功能不启动,直接进入步骤五;步骤五所述的当制导飞行器1调整到飞行任务规定的方向后,调整到飞行任务规定的方向是通过舰艇连同刚性连接到其上的筒弹实施目标航向转弯,或者装有筒弹的旋转式发射装置向目标转弯;步骤五所述的转弯姿控装置14中的分离发动机23被启动时机是在制导飞行器在发射筒内运动过程中;步骤六所述的开启助推发动机装置13大推力模式后,制导飞行器同步打开空气舵和弹翼,以保障制导飞行器在后续弹道上稳定运动。

[0048] 当制导飞行器1在陆地或水面垂直发射时,步骤三中当制导飞行器1在运输发射筒2内运动后,立即开启助推发动机装置13小推力模式工作;步骤四所述的转弯姿控装置14进行姿态控制的动作,直至完成快速大角转弯后,制导飞行器1才打开空气舵和弹翼打开,以保障制导飞行器1在快速大角度转弯过程中受到较小的气动阻力。

[0049] 当制导飞行器1在水面舰艇较大水平角,即 $30^{\circ}\sim 45^{\circ}$ 发射时,步骤三中当制导飞行器1在运输发射筒2内运动后,立即开启助推发动机装置13小推力模式工作;步骤四所述的当转弯姿控装置14进行姿态控制的动作,直至完成快速大角转弯后,制导飞行器1才打开空气舵和弹翼打开,以保障制导飞行器1在快速大角度转弯过程中受到较小的气动阻力。

[0050] 所述的转弯姿控装置14还包括偏航控制发动机20、俯仰控制发动机21和滚转控制发动机22。

[0051] 所述的助推发动机装置13包括小推力固体发动机16和大推力固体发动机17。

[0052] 实施例1:

[0053] 水下垂直发射:

[0054] 发射装置3垂直安装在潜艇上,从安装在发射装置3上的运输发射筒2发射制导飞行器1,其动作顺序如图1。

[0055] 控制系统根据标识在制导飞行器1表面的“水下垂直发射”发射任务类型符号,按照相应顺序执行预先编制的水下发射执行设备控制指令。火药蓄压器12工作,在运输发射筒2底部空间产生高压燃气(时刻T1),作用到制导飞行器1底部,制导飞行器1开始在发射筒内运动(T2),当制导飞行器1尾部通过发射筒口时,被电气设备中的传感器记录,开启助推发动机装置13小推力模式(T3),推动制导飞行器在水中以中等几乎匀速运动,空气舵和弹翼打开,以保障制导飞行器沿水下程序弹道稳定运动,制导飞行器出水并被传感器记录后,转弯姿控装置14启动(T4),根据指挥系统的数据保障制导飞行器1按照飞行任务规定的方向完成快速转弯过程(G1),之后转弯姿控装置14中分离发动机启动(T5),沿制导飞行器运动方向输出冲量,转弯姿控装置14与制导飞行器1分离,并向前、向下抛射到其后续飞行弹道。转弯姿控装置14脱离后,立即开启助推发动机装置13大推力模式(T6),制导飞行器急剧加速,沿程序弹道继续飞行。制导飞行器1加速到能够启动冲压发动机的速度后,爆炸螺栓起爆(T7),助推发动机装置13消极质量被抛掉,然后启动冲压发动机(T8),推动制导飞行器1沿预定弹道完成巡航飞行。上面描述的工作方法按照工作强度最大、动作顺序最复杂的制导飞行器类型设计,比如内部安装有冲压发动机的高超音速反舰巡航制导飞行器从水下潜艇发射。

[0056] 实施例2:

[0057] 水面小水平角($10^{\circ}\sim 30^{\circ}$)发射:

[0058] 配置在水面舰艇发射装置15上的运输发射筒2,与甲板呈小水平角(10-30度)发射制导飞行器1,其动作顺序如图2。

[0059] 在制导飞行器1进行发射前准备阶段,向飞行任务规定的方向完成快速转弯的方法是运输发射筒2对目标定向,无需开启转弯姿控装置14,具体通过舰艇连同刚性连接到其上的筒弹(例如,小排水量舰艇上配置的反舰制导飞行器)实施航向转弯,或者装有筒弹的旋转式发射装置转向(例如,舰载防空制导飞行器系统的发射装置)。类似于图1中介绍的发射初始阶段T1和T2,火药蓄压器12工作,在运输发射筒2底部空间产生高压燃气(T1),作用到制导飞行器1底部,制导飞行器1开始在发射筒内运动(T2),控制系统根据标识在制导飞行器1表面的“水面小角度发射”标记,在T2开始后规定时间开启助推发动机装置13小推力模式(T3),制导飞行器1运动至规定T5,转弯姿控装置14中分离发动机启动,沿制导飞行器1运动方向输出冲量,转弯姿控装置14与制导飞行器1分离。制导飞行器1运动至发射筒口时开启助推发动机装置13大推力模式(T6),制导飞行器1急剧加速,沿程序弹道继续飞行,制导飞行器1加速到能够启动冲压发动机的速度后,爆炸螺栓起爆(T7),助推发动机装置13消极质量被抛掉,然后启动冲压发动机(T8),推动制导飞行器沿预定轨道完成巡航飞行,T7和T8与图1一致。T5之所以在制导飞行器1完全离开运输发射筒2之前发出转弯姿控装置14的分离指令,是因为这样:首先可以保证转弯姿控装置14获得较大初速度,分离后的转弯姿控装置14出筒后降落到距离载具安全的水面位置;其次可以保障制导飞行器1运动至发射筒口时立即开启助推发动机装置13大推力模式(T6),制导飞行器1离开发射筒口时就开始强力加速,由于出筒瞬间已经抛掉转弯姿控装置14的消极质量,制导飞行器1加速性能大大增强,从而避免了制导飞行器1发射后出现的对载具来说危险的发射后“下沉”现象。

[0060] 实施例3:

[0061] 陆地/水面垂直发射:

[0062] 从水面舰艇或陆地垂直发射装置执行发射任务时,动作顺序如图3。发射操作包括图2介绍的小水平角发射T1、T2、T3,火药蓄压器12工作,在运输发射筒2底部空间产生高压燃气(T1),作用到制导飞行器1底部,制导飞行器1开始在发射筒内运动(T2),控制系统根据标识在制导飞行器1表面的“陆地/水面垂直发射”标记,在T2开始后规定时间开启助推发动机装置13小推力模式(T3),制导飞行器出筒并被传感器记录后,转弯姿控装置14启动(T4),根据指挥系统的数据保障制导飞行器1按照飞行任务规定的方向完成快速转弯过程(G1)。在执行这类发射任务时,启动转弯姿控装置14的T4是根据制导飞行器1开始运动5后的规定时间内形成的程序指令进行的,该时间段根据“不损害”发射舰艇上层建筑(或陆地发射平台)这一条件预先算得。后续T5、T6、T7、T8与图1介绍的水下垂直发射方案完全一致,转弯姿控装置14中分离发动机启动(T5),沿制导飞行器1运动方向输出冲量,转弯姿控装置14与制导飞行器1分离,并向前、向下抛射到其后续飞行弹道。转弯姿控装置14脱离后,立即开启助推发动机装置13大推力模式(T6),制导飞行器急剧加速,沿程序弹道继续飞行。制导飞行器1加速到能够启动冲压发动机的速度后,爆炸螺栓起爆(T7),助推发动机装置13消极质量被抛掉,然后启动冲压发动机(T8),推动制导飞行器1沿预定弹道完成巡航飞行。快速转弯过程(G1)中制导飞行器1的弹翼和空气舵保持收拢状态,使制导飞行器在机动过程中受到较小的气动阻力,T5完成后瞬间打开弹翼和空气舵。

[0063] 从水面舰艇倾斜(30-45度)发射装置执行发射任务的原理方法与陆地/水面垂直

发射方式一致。

[0064] 本发明还有以下作用：

[0065] 进行水面发射时，制导飞行器在发射筒内运动过程中启动助推发动机装置，以额外提高制导飞行器出筒速度。目的是：

[0066] 1) 减轻由载具颠簸引起的发射(中的)制导飞行器角运动扰动；

[0067] 2) 减少制导飞行器离筒后到达(对于载具来说)安全距离并完成快速转弯所需时间，这一点对于垂直发射制导飞行器尤其重要；

[0068] 3) 制导飞行器小角度发射时有利于制导飞行器强力加速，避免发射后“下沉”。

[0069] 同时，当制导飞行器在发射筒内开始运动前，助推发动机装置大小推力模式均不得启动，因为这能导致运输发射筒有限底部空间内压力急剧上升。

[0070] 进行水下发射时，制导飞行器通过发射筒口之前的时间“延迟”与水中发射时作用在制导飞行器上的合力及其分布特性有关，时间延迟出于下述考虑：

[0071] 1) 在当前情况下，没有提高制导飞行器出筒速度的动机；

[0072] 2) 在发射筒“开封”时(制导飞行器气密装置弹出运输发射筒筒口时)极力避免制导飞行器承受剩余负载，因为水的几乎完全不可压缩性，增加的压力不仅作用于制导飞行器底部，也作用于制导飞行器侧面。

[0073] 进行水下发射时，当制导飞行器出水，或者进行水面发射时，在制导飞行器开始运动后的预定时间内，开启姿控装置，以及之后沿制导飞行器飞行方向向前分离掉姿控装置消极质量，对于在各种发射条件下保障载具安全都十分重要。

[0074] 选择开启助推发动机装置大推力模式的合理时刻(姿控装置消极质量被分离后)是为了减少所需分离冲量以及尽快提高制导飞行器速度，否则开启时机选择不对，阻止消极质量分离的惯性力和速压头将成倍增加，以及制导飞行器加速损失。

[0075] 最后，以小水平角进行水面发射制导飞行器的方法有几个特点：首先，这种方法主要适用于部署在“轻型制导飞行器驱逐舰或制导飞行器巡洋舰”级小排量舰艇上的反舰巡航制导飞行器或防空制导飞行器武器；其次，大多数情况下使用上述级别的舰艇时，制导飞行器不需要进行大方位角转弯，因为在进行射击准备的时段内，舰艇本身可以轻而易举地占领有利射击位置，使携带制导飞行器的发射筒面向目标。考虑到上述因素，以及上文提到的以小水平角发射的制导飞行器所需的强力加速，不用开启姿控装置，而未被使用的姿控装置消极质量将在制导飞行器在发射筒内运动过程中与制导飞行器分离，这种方法有利于尽快接通助推发动机装置大推力模式，以此保障之后制导飞行器加速所需的大推重比。

[0076] 以下结合附图列举一个按照上文提出的方法执行制导飞行器发射及转弯的通用化装置，所举实例只用于解释本发明，并非用于限定本发明的范围。

[0077] 如图4所示，带可折叠弹翼的制导飞行器1配置在运输发射筒2中，运输发射筒2是实底的圆柱体。制导飞行器1发射系统执行设备包括辅助发射的火药蓄压器12、助推发动机装置13与转弯姿控装置14组成的通用化发射及转弯装置、以及电气设备等(包括制导飞行器出水 and 出筒传感器等)。火药蓄压器12安装在运输发射筒2底部，可产生高压燃气，推动制导飞行器1在运输发射筒2内运动。

[0078] 助推发动机装置13主要由4个小推力固体发动机16和1个大推力固体发动机17两种组成，4个小推力固体发动机围绕大推力固体发动机喷嘴周围均布安装，采用并列捆绑方

式。整个装置一体化独立模块设计,通过爆炸螺钉安装在制导飞行器1尾部。助推发动机装置13使命完成后,在制导飞行器1飞行过程中与制导飞行器1分离,不会对发射平台造成安全性影响。在助推发动机装置13壳体上还安装了底部可分离电插座18,用于弹上控制系统与舰上武器控制系统通信。

[0079] 转弯姿控装置14主要由一组脉冲固体发动机和电控设备组成(包括惯性测量单元等),各个发动机作为执行机构在功能上是独立的,为转弯姿态调整及装置分离提供所需推力。例如:负责偏航控制的一对偏航发动机20、俯仰控制的一对俯仰发动机21、滚转控制的4台滚转发动机22、以及分离控制的一对分离发动机23。各部组件安装在壳体19上,装置一体化独立模块设计,通过剪切螺钉或爆炸螺钉安装在制导飞行器1头部,可以与制导飞行器1分离。

[0080] 按照上文推荐的方法发射制导飞行器1时,工作程序如下:

[0081] 火药蓄压器12工作,在运输发射筒2底部空间产生高压燃气,作用到制导飞行器1底部,当制导飞行器底部压力达到计算值时,辅助制导飞行器1保持初始状态的连接部件被破坏,制导飞行器1开始运动,底部电插座18断开,这一事件被控制系统记录,作为T2开始的依据,还可以在实施水面发射时作为计算启动助推发动机装置13和转弯姿控装置14的起算时间。

[0082] 如上文所述,发射的后续动作程序根据载具武器控制系统规定的发射类型符号给定,以工作强度最大的“水下垂直发射”方式举例说明:当制导飞行器1尾部通过运输发射筒2口时,被电气设备中的传感器记录,启动4个小推力固体发动机16,推动制导飞行器1在水中以中等几乎匀速运动,空气舵打开,以保障制导飞行器沿水下程序弹道稳定运动。制导飞行器1出水并被传感器记录后,启动转弯姿控装置14,控制系统根据预估的弹道核对制导飞行器1的实时姿态,发出调姿指令,转弯姿控装置14接到指令后,根据情况个别或同步工作,完成制导飞行器1滚转、俯仰或偏航等动作,实现向目标的快速转弯。比如对制导飞行器1进行俯仰控制,根据控制指令启动其中一台俯仰发动机21,在发动机推力作用下,制导飞行器1在俯仰通道中的角速度提高,传感器将实时测量的制导飞行器1姿态参数传输给控制系统,控制系统根据给定的制导飞行器1倾角和传感器测量的制导飞行器姿态参数计算后续指令启动时间,给出指令启动第二台俯仰发动机21,在制导飞行器1相对于地平线转入所需姿态时刻“抑制”角速度。同样地,制导飞行器1在偏航通道和滚转通道中也采用类似的控制方法。需要注意的是,在滚转通道中进行制导飞行器1控制时,需要启动一对滚转发动机22,围绕制导飞行器1纵轴产生正负力矩。快速转弯过程8中4个小推力固体发动机16一直工作,作用是对消制导飞行器1的重力,防止制导飞行器1向水面“下沉”。转弯结束后,控制系统发送指令启动分离发动机23,向转弯姿控装置14沿制导飞行器1飞行方向输出冲量,转弯姿控装置14从制导飞行器1前部分离,紧接着启动大推力固体发动机17,制导飞行器1开始急剧加速,期间可以通过制导飞行器1尾部燃气舵控制制导飞行器1的稳定运动,当飞行速度足够大时,制导飞行器1姿态控制由空气舵完成。

[0083] 进一步,根据不同制导飞行器特点,可以选择性地安装转弯姿控装置中的功能模块,以实现特定功能,比如水面小水平角(10-30度)发射方式中通过载具或发射平台进行目标定向,制导飞行器不需要姿控装置进行大方位角转弯,只选择安装分离用的发动机,进一步降低成本。

[0084] 根据上文推荐的方法,通过采用不同动作顺序和上文推荐的发射方法规定的发射系统执行设备启动程序,赋予了制导飞行器从不同载具垂直或倾斜发射的能力,以及发射后快速转弯的能力。

[0085] 综上,按照本发明可以指导研制完全通用化的制导飞行器,能够满足现代化常规海基、路基等武器的不同要求,广泛适应各型载具,能够充分体现通用化武器操作简单、使用成本低的优点。

[0086] 本发明技术方案带来的有益效果

[0087] 本发明提出的通用化制导飞行器发射及转弯系统原理以及使用方法,可以指导研制完全通用化的制导飞行器,能够满足大部分现代化路基、水面舰艇、水下潜艇等不同载具垂直或倾斜多种方式下发射制导飞行器的不同要求,并实现制导飞行器快速转弯;

[0088] 本发明可以指导研制一体化独立可抛装置,实现与制导飞行器外置安装,极大降低制导飞行器设计接口复杂性,结构简单、安装方便、适应性广;

[0089] 本发明可根据不同的发射方式及不同类型的制导飞行器,同样一套发射及转弯系统,选装系统中组成部分或只改变系统中组成部分的工作程序 and 操作方法,就可实现不同类型制导飞行器的特定功能(效果),大大降低了量产成本,系统在技术阵地和载具上的使用难度也随之降低;

[0090] 本发明中姿控装置完成制导飞行器快速转弯后从制导飞行器头部自主可控分离,保障了发射平台的安全性,并且抛掉消极重量减小了整个制导飞行器的重量和体积,制导飞行器空中加速段助推发动机装置(或主发动机)点火后加速性能大大增强,助推发动机装置可根据制导飞行器自身特点选装,完成助推加速作用后,在制导飞行器飞行过程中可从制导飞行器尾部分离,不会对发射平台造成安全性影响,进一步减小制导飞行器的重量和体积,综合提升了制导飞行器机动性能和射程,进而提高了制导飞行器打击或防御能力;

[0091] 本发明为制导飞行器发射出筒上升段滚转-俯仰-偏航控制、以及分离控制提供一套完整思路,完全可替代燃气发生器+空气舵控制方式,有效改善空气舵恶劣工作环境,并且去掉燃气发生器及其附件后,空气舵设计复杂度降低(比如去掉舵内部流道,舵根厚度减薄等),同时避免了燃气发生器+空气舵方式推力损失大的问题;并且根据不同制导飞行器特点,选择性地安装姿控装置中的功能模块,以实现特定功能(比如只选择安装分离用的脉冲发动机),进一步降低成本;本发明技术方案的关键点

[0092] 本发明采用基于姿控发动机的直接侧向力控制技术,实现制导飞行器的快速转弯,工作顺序、点火时序等原理方法创新。可以指导研制完全通用化的制导飞行器,能够满足大部分现代化路基、水面舰艇、水下潜艇等不同载具垂直或倾斜多种方式下发射制导飞行器的不同要求,并实现制导飞行器快速转弯;

[0093] 本发明中硬件装置采用一体化独立可抛模块设计,与制导飞行器外置安装,极大降低制导飞行器设计接口复杂性,结构简单、安装方便、适应性广;

[0094] 本发明可根据不同的发射方式及不同类型的制导飞行器,同样一套发射及转弯系统,选装系统中组成部分或只改变系统中组成部分的工作程序 and 操作方法,就可实现不同类型制导飞行器的特定功能(效果),大大降低了量产成本,系统在技术阵地和载具上的使用难度也随之降低;

[0095] 本发明中姿控装置完成制导飞行器快速转弯后从制导飞行器头部自主可控分离,

保障发射平台的安全性前提下减小了整个制导飞行器的重量和体积,制导飞行器空中加速段助推发动机装置(或主发动机)点火后加速性能大大增强,助推发动机装置可根据制导飞行器自身特点选装,完成助推加速作用后,在制导飞行器飞行过程中可从制导飞行器尾部分离,不会对发射平台造成安全性影响,进一步减小制导飞行器的重量和体积,综合提升了制导飞行器机动性能和射程,进而提高了制导飞行器打击或防御能力;

[0096] 本发明为制导飞行器发射出筒上升段滚转-俯仰-偏航控制、以及分离控制提供一套完整思路,完全可替代燃气发生器+空气舵控制方式,有效改善空气舵恶劣工作环境,并且去掉燃气发生器及其附件后,空气舵设计复杂度降低(比如去掉舵内部流道,舵根厚度减薄等),同时避免了燃气发生器+空气舵方式推力损失大的问题;

[0097] 本发明所要解决的技术问题,

[0098] 提出一种制导飞行器发射及转弯原理、使用方法,使其满足大部分现代化路基、水面舰艇、水下潜艇等不同载具垂直或倾斜多种方式下发射制导飞行器的不同要求,并实现制导飞行器发射后向目标方向全方位快速转弯,可以指导研制一种完全通用化的制导飞行器。

[0099] 指导研制一种通用化标准化发射及转弯装置,可以解决量产成本高、传统各式各样不同装置在技术阵地和载具上的使用难度大的问题;

[0100] 解决装置使用完后与制导飞行器安全可靠的分离问题,减小制导飞行器飞行中重量和体积,提升制导飞行器机动性能和射程;

[0101] 本发明可替代燃气发生器+空气舵传统控制方式,解决结构复杂、空气舵工作环境恶劣、舵设计复杂度高、推力损失大、成本高等问题。

[0102] 本发明主要思路

[0103] 完成本发明任务需要依靠从运输发射筒发射制导飞行器的通用化装置,主要包括助推发动机装置和快速转弯姿态控制装置(简称:姿控装置)。助推发动机装置安装在制导飞行器尾部,姿控装置安装在制导飞行器头部。

[0104] 助推发动机装置具有大推力和小推力双模式,其中大推力模式可采用大推力固体发动机实现,小推力模式可以采用多个小推力固体发动机并列捆绑方式或者燃气发生器+尾喷管形式实现,具体可以根据制导飞行器实际使用需求合理利用助推发动机装置的潜能,小推力模式可减轻制导飞行器在水下运动时的负载,大推力模式可以为水面发射提供所需的大推重比。助推发动机装置使用完后可与制导飞行器分离,减轻制导飞行器飞行重量,也可根据制导飞行器自身特点选择不安装,比如重量较小且射程较近的制导飞行器,出筒初速度较大,空中上升段拐弯时间充足,不用提供额外推力维持制导飞行器悬在空中。

[0105] 姿控装置基于脉冲发动机直接力控制方式,在短时间内直接产生较大推力作用于制导飞行器,使制导飞行器在发射后瞬间实现大机动转弯,快速进入运动学弹道,完成转弯后自主与制导飞行器分离,减轻制导飞行器飞行重量,从而达到提升制导飞行器机动作战(快速响应)效能和生存能力的目的。

[0106] 本发明可根据不同的发射方式以及不同类型的制导飞行器,通过改变上文提到的通用化装置中组成部分的工作程序 and 操作方法,就可实现不同类型制导飞行器的特定功能(效果)。以下结合附图对本发明的原理和使用方法进行详细描述,所举实例只用于解释本发明,并非用于限定本发明的范围。

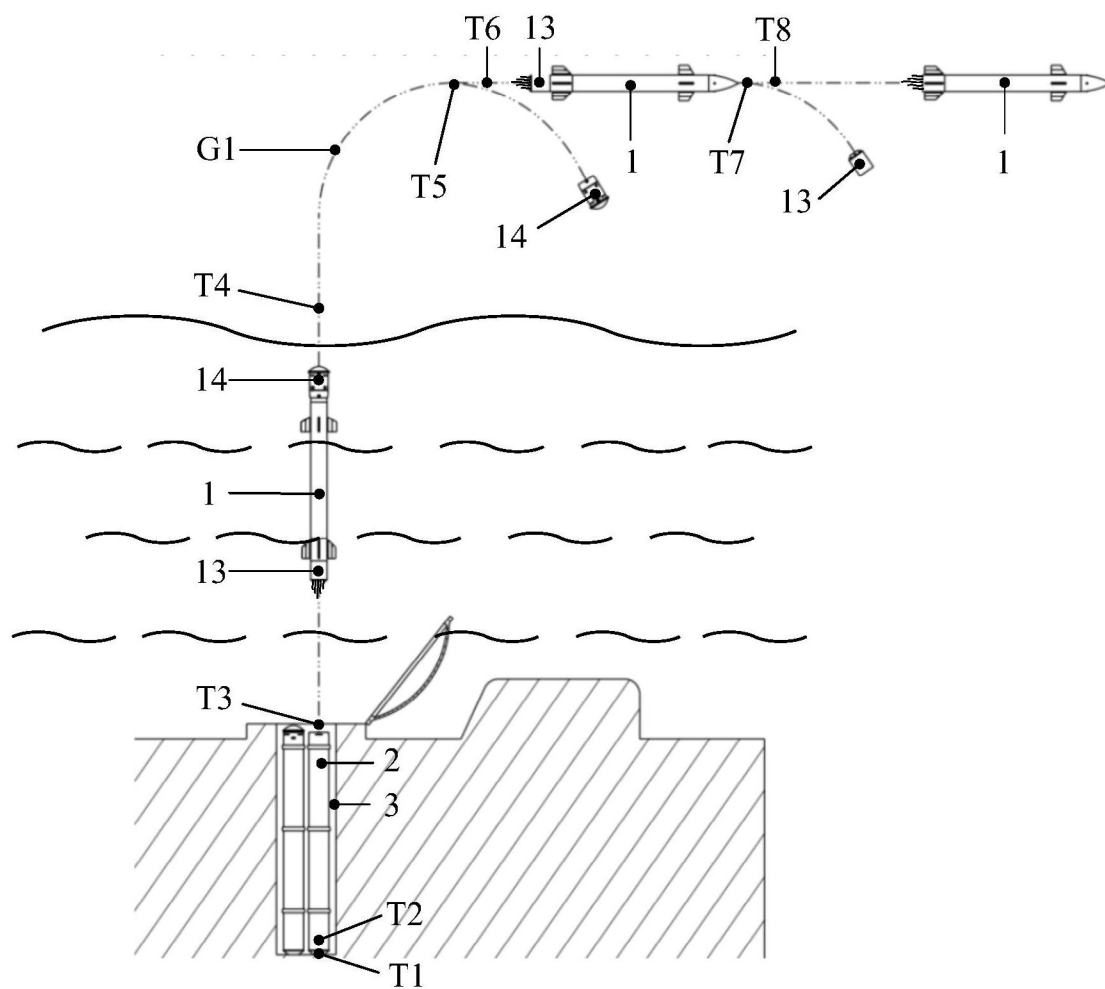


图1

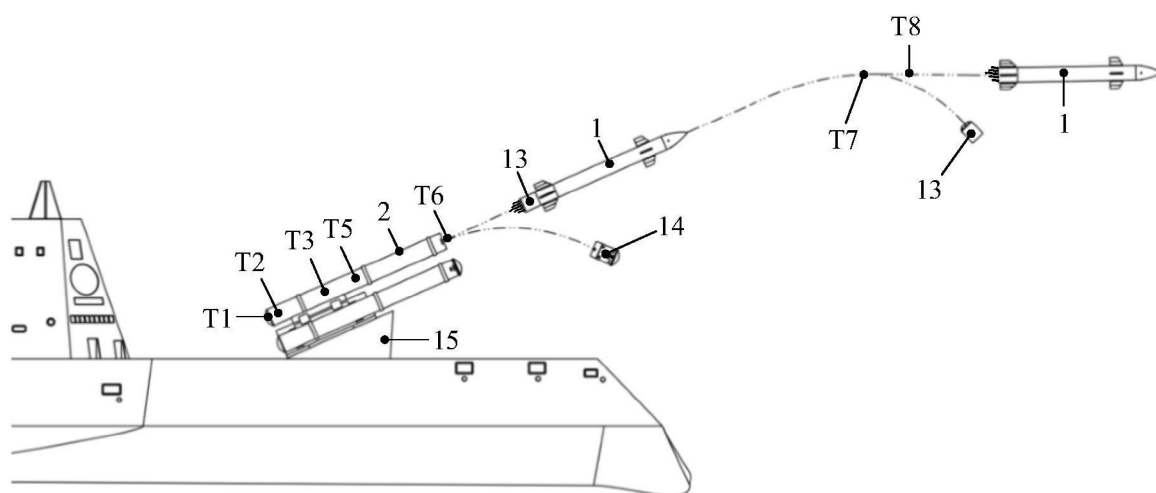


图2

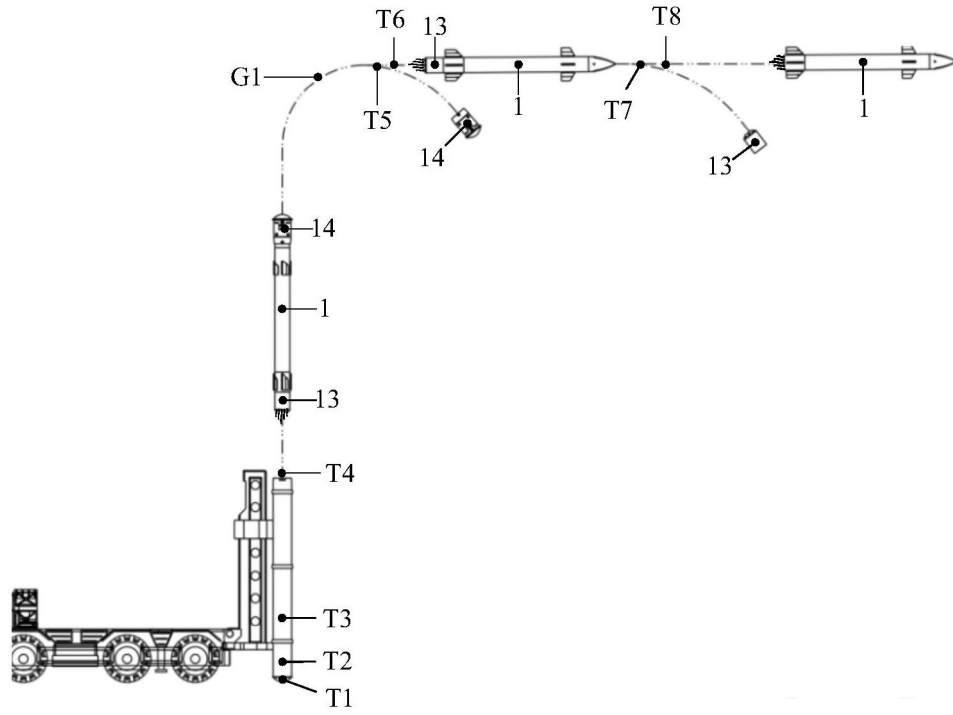
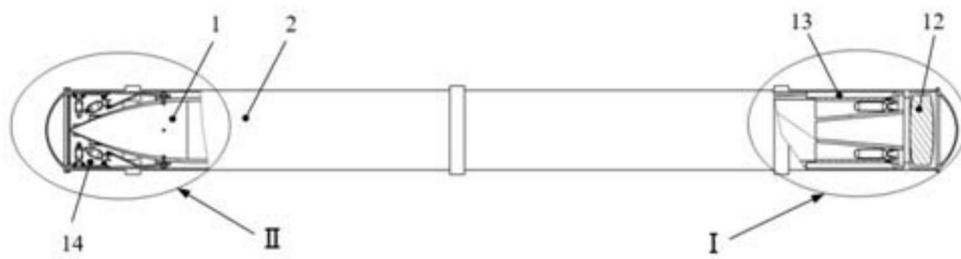
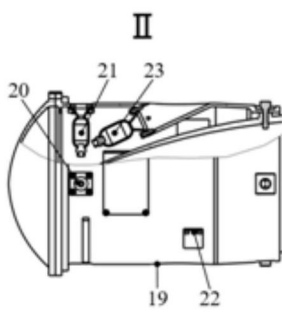


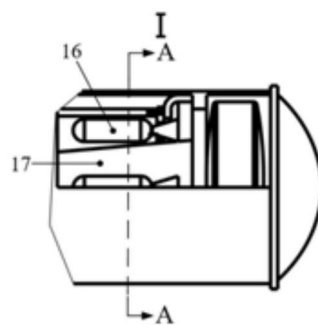
图3



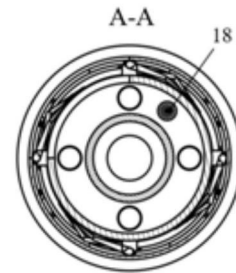
(a)



(b)



(c)



(d)

图4